

2019 年度 学位論文（修士）

Cubesat 搭載用 1 J パルスプラズマスラスタの 設計および試作評価

2020 年 1 月 24 日

首都大学東京大学院

システムデザイン研究科 システムデザイン専攻

航空宇宙システム工学域 博士前期課程

18863601 工藤 怜

指導教員 竹ヶ原 春貴 教授

目次

第 1 章 序論及び研究目的	1
1.1 序論・研究目的	1
第 2 章 PPT の概要	3
2.1 PPT の開発概要	3
2.2 PPT の特徴	3
2.3 PPT の作動原理	3
2.4 PPT 基本特性及び性能	5
2.5 PPT 等価回路	6
2.6 TMU-PPT シリーズ	9
第 3 章 実験装置及び性能計算	11
3.1 実験用 PPT	11
3.1.1 キャパシタ	12
3.1.2 電源装置 (BTE)	13
3.1.3 イグナイタ	15
3.1.4 推進剤	16
3.1.5 電極・伝送経路	16
3.1.6 絶縁体 (構造部)	16
3.2 真空装置	17
3.3 測定装置	18
3.3.1 質量測定系	18
3.3.2 電流電圧測定系	20
3.3.3 推力測定系	20
3.4 性能計算	22
3.4.1 インパルスビット (力積)	22
3.4.2 トータルインパルス (総力積)	22
3.4.3 マスショット	22
3.4.4 比推力・推進効率・推力電力比	22

第 4 章	1JPPT 初期性能取得試験・評価	24
4.1	実験目的・実験条件	24
4.2	実験コンフィグレーション	24
4.3	実験結果(1st)	25
4.4	実験結果(2nd)	27
4.5	実験結果(3rd)	29
4.6	大気抵抗補償ミッション	31
4.7	マスショット及びトータルインパルス予測	32
第 5 章	結論	34
5.1	結論	34
5.2	今後の展望	34
謝辞		35

第 1 章

序論及び研究目的

1.1 序論¹⁾

1959 年にスプートニク 1 号が人類初の人工衛星として打ち上げられて以降、人工衛星の打ち上げ件数は需要の拡大と共に増加している。衛星放送、GPS による位置情報、天気予報等、我々は人工衛星がもたらす恩恵を受けている。時代の進歩と共に要求される情報が多岐に渡り、ロケットの大型・高性能化と共に人工衛星も大型化した。一方で、大型人工衛星は、開発期間の長期化、運用失敗の損失等によるリスクも大きい。そこで近年、100 kg 以下の超小型衛星の開発が盛んに行われている。超小型衛星はメモリーや計算機など民生品などを利用することで、短期間で安価に開発でき、ビジネスや教育などにも幅広く用いることが可能であるため、現在大学や研究機関等様々な機関で開発が進められている。具体的なミッションとしては、地球観測/リモートセンシング、科学観測、通信等がある。図 1.1 に超小型衛星の近年の年別打ち上げ件数を示す。グラフが示す通り、近年超小型衛星の打ち上げ件数は大きく増加しており、今後も打ち上げ件数が増加していくと予測されている。

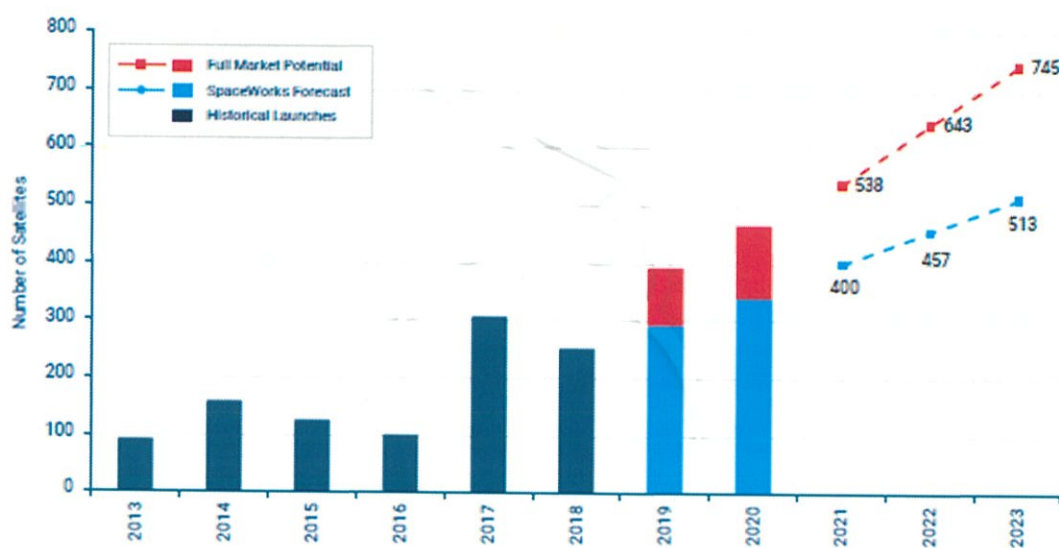


図 1.1 超小型衛星の近年の年別打ち上げ件数²⁾

しかし、超小型衛星は重量や電力、予算などの制限から推進機を搭載できないこともある。そのため、衛星自身で姿勢制御や軌道変更などができずミッションの制限、短寿命化、運用終了後のデブリ化などの問題が発生する。さらに、超小型衛星の打上げにはメインである衛星と一緒に宇宙に上がるピギーバックでの打ち上げや国際宇宙ステーション(International Space Station: ISS)からの放出により投入軌道が制限される。ISS からの放出は 400 km 程度の低軌道となるので大気抵抗が大きく、軌道速度が低下すると共に高度が低下し大気圏へ突入

することにより寿命を迎える。図 1.2 に信州大学が打ち上げた 50kg 級の超小型衛星「ぎんれい」の高度履歴を示す。「ぎんれい」は軌道高度 400km に投入されたのち 270 日程度で寿命を迎えている。このような問題を解決するため、本研究室では超小型衛星に適した軽量かつ低電力で利用できるパルスプラズマスラスタ（Pulsed Plasma Thruster：PPT）の研究開発を行っている。

超小型衛星の中でも 10cm 単位で外形寸法を標準化した衛星を Cube_Sat と呼ぶ。10cm×10cm×10cm は 1U、20cm×20cm×20cm は 2U、30cm×30cm×30cm は 3U Cube_Sat と呼ばれる。1U 当たりの重量は約 1kg で、開発期間が短く部品も民生品を用いる場合が多いことから安価であるというメリットがある反面、小さいので機能が制約されるというデメリットがある。

本研究ではこの Cube_Sat に搭載する軌道維持用のパルスプラズマスラスタの設計を行い、その試作評価を行うことを目的とする。

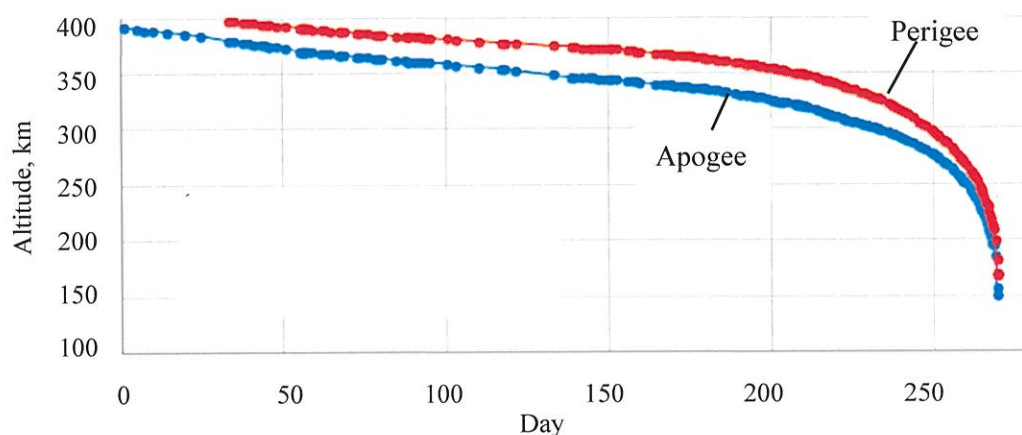


図 1.2 「ぎんれい」の高度履歴³⁾

PPT は固体推進剤を使用する電気推進機であり、高比推力・低インパルスビットの平行平板型、低比推力・高インパルスビットの同軸型に大別される。本研究では平行平板型 PPT を取り扱っている。

第 1 章 参考文献

1) 栗木恭一，荒川義博，「電気推進ロケット入門」

2) 2019 Nano/Microsatellite Market Forecast：

http://spaceworksforecast.com/docs/SpaceWorks_Nano_Microsatellite_Market_Forecast_2019.pdf

3) 信州大学，「世界初！LED 可視光通信とは | 超小型衛星「ShindaiSat」 | 信州大学」，<http://www.shinshu-u.ac.jp/shindaisat/place/>，（参照 2019-1-19）

第 2 章

PPT の概要

2.1 PPT の開発経緯

電気推進機の一つである PPT は、1960 年代にアメリカ、ヨーロッパ及び旧ソ連で研究開発が始まった。1964 年の旧ソ連が打ち上げた火星探査機 Zond-2 には 3 軸姿勢制御用の PPT が搭載され、これが宇宙機に搭載された最初の電気推進機となった。アメリカでは姿勢制御用 PPT が 1968 年から 10 年間運用された LES-6 に搭載された。それ以降 PPT は多くの衛星に搭載された。わが国においても 1974 年ラムダ L-4SC-3 号機に搭載された。しかしその後、衛星の大型化によって大推力を中心とする推進機が注目されることになり、低推力であった PPT の研究開発は下火になった¹⁾。

しかし、近年 500 kg 以下の小型衛星や超小型衛星の需要が高まったことや「cheaper, faster and better」で代表される低コスト化を促す NASA や宇宙産業の商業化によって、再び PPT が注目されてきた。

2.2 PPT の特徴¹⁾

PPT は、推力発生部のスラストヘッド、推進剤、主放電を行うための電力を蓄えるキャパシタ、点火機構のイグナイタ、電力供給用電源装置から構成されている。PPT の特徴としては、

- ・ 加熱時間が必要なく瞬時に作動可能
- ・ 固体推進剤を使っており、固体推進剤の利点であるタンクやバルブなどの供給機構が必要ない
- ・ 1 ショットが小さな推力のため、精密な姿勢制御や軌道保持などにも利用可能
- ・ 小型、軽量で構造が簡素
- ・ 低コストかつ短時間で製作可能
- ・ 数 W から数十 W の低電力で作動することが可能

などが挙げられる。

2.3 PPT の作動原理¹⁾

PPT は一般的に固体を推進剤とするパルス放電型スラストで、平行平板型と同軸型の 2 種類に分かれる。図 2.1 に平行平板型 PPT の構造及び推力発生の概略図、図 2.2 に同軸型 PPT の構造及び推力発生の概略図を示す。平行平板型は推力発生源が電磁加速力で比推力に優れており、同軸型では推力発生源は電熱加速力で推力電力比に優れている。作動原理に大きな差異はない。以下に PPT の作動原理の流れについて述べる。

- 1) イグナイタに印加されるパルス状の高電圧放電により、露出表面から少量の固体推進剤

が昇華，その一部がプラズマ化する．(a)

- 2) プラズマは陰極(カソード)・陽極(アノード)間に広がって高導電性の領域を作る．これにより両電極間が短絡し，キャパシタに蓄えられた電荷が一気に流れ，主放電を形成する．(b)

- 3) この主放電によるジュール加熱や輻射によって推進剤表面がさらに昇華される．昇華した推進剤は高エンタルピー気体の膨張による気体力学的加速を受ける．さらに，一部が電離してプラズマになり，主放電電流とその自己誘起磁場が作る電磁力による電磁力学的加速を受ける．(c)

- 4) プラズマは下流方向に加速され，その放電領域を拡大しつつ，スラスタ外へ排出される．

以上を1サイクルとし，パルス作動をさせることによって推力を得る．

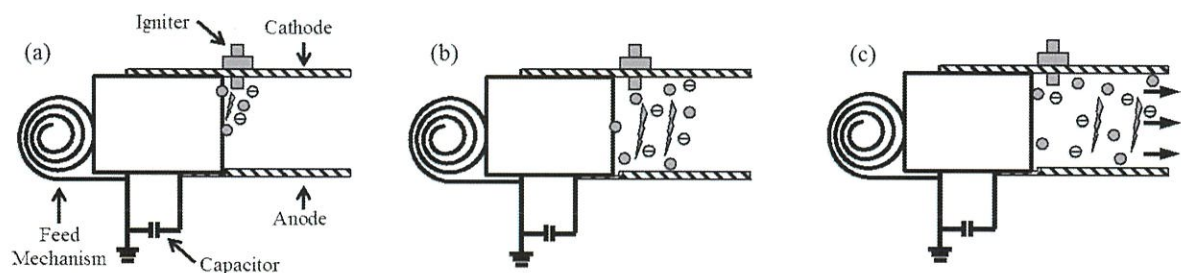


図 2.1 平行平板型 PPT の構造および推力発生手順

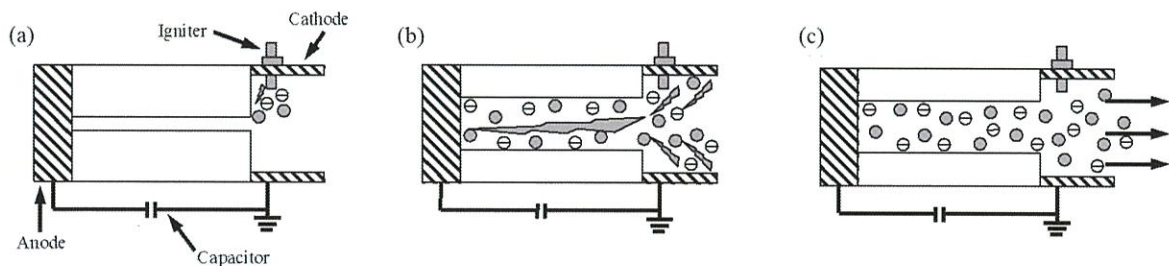


図 2.2 同軸型 PPT の構造および推力発生手順

同軸型の PPT は推進剤を内径から使用していくため，作動していくと放電室であるキャビティの内径が広がっていき，それと共にインパルスビットが減少していく特徴がある．同軸型 PPT は性能低下を見込んだ設計が必要になる．同軸型 PPT は平行平板型と比べて高インパルスビット，低比推力である．

2.4 PPT の基本特性及び性能¹⁾

図 2.4 に示すように、PPT の電極間ギャップ： h 、電極幅： d 、カレントシート厚さ： δ 、カレントシート位置： x 、電流密度： j 、磁束密度： B として、その位置を x とすると、電磁加速は以下の式で表される。

$$F_{EM} = \int_x^{x+\delta} \int_0^h \int_0^d \mathbf{j} \times \mathbf{B} dx dy dz = hd \int_x^{x+\delta} \mathbf{j} \times \mathbf{B} dx \quad (2.1)$$

また、テフロン[®]の比熱比を γ ($\gamma = 1.3$)、マスショットを Δm 、投入エネルギーを E_0 とすると、気体力学的な推力は以下の式で表される。

$$F_{Aero} = \left[\frac{8(\gamma - 1)}{\gamma^2(\gamma + 1)} \cdot \Delta m \cdot E_0 \right]^{\frac{1}{2}} \quad (2.2)$$

上記の式は、流れの膨張が断面積で一様に起こり、さらに推進剤の昇華開始前にエネルギーの投入が完了しているという 2 点の仮定に基づいているため、実際の気体の膨張を完全に表すことができる式とはなっていない。

PPT はパルス作動であるため、その推力は時間的な変化を伴う。そこで、一般に PPT の推力性能を求める場合には推力を時間積分したインパルス（力積）を用いる。特に一放電ごとのインパルスはインパルスビット、インパルスの合計値（インパルスビット × 作動回数）をトータルインパルスと呼ばれる。インパルスビットおよびトータルインパルスは PPT においてどちらも重要な性能指標となる。

PPT における比推力はインパルスビット I_{bit} と一放電当たりの推進剤消費量（マスショット）： Δm を用いて、以下の式で表される。

$$I_{sp} = \frac{I_{bit}}{\Delta m g} \quad (2.3)$$

ここで、マスショットは一般的に実験から求められ、作動前の推進剤質量： m_i 、作動後の推進剤質量 m_f 、作動回数： n として以下の式で表される。

$$\Delta m = \frac{m_i - m_f}{n} \quad (2.4)$$

推進効率は、キャパシタの充電エネルギー： E_0 を用いて以下のようにあらわされる。

$$\eta = \frac{I_{bit}^2}{2\Delta m E_0} \quad (2.5)$$

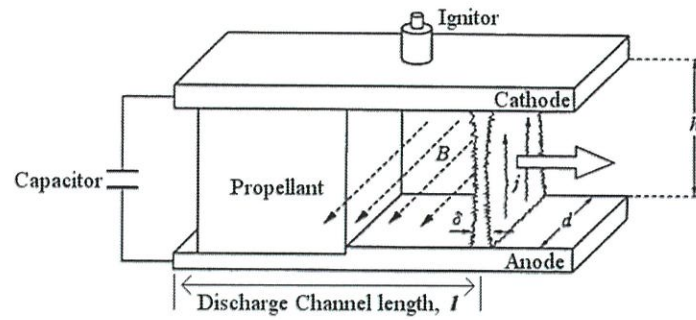


図 2.3 電磁加速の模式図

2.5 PPT 等価回路

PPT の主放電回路は一般的に LCR 回路とみなすことができる。これはキャパシタ，伝送経路，プラズマの 3 つの要素に分けて考えられる。等価的な直列 LCR 回路と考えると，図 2.4 のようになる。添え字の C,L,P はそれぞれキャパシタ，伝送経路，プラズマを表している。

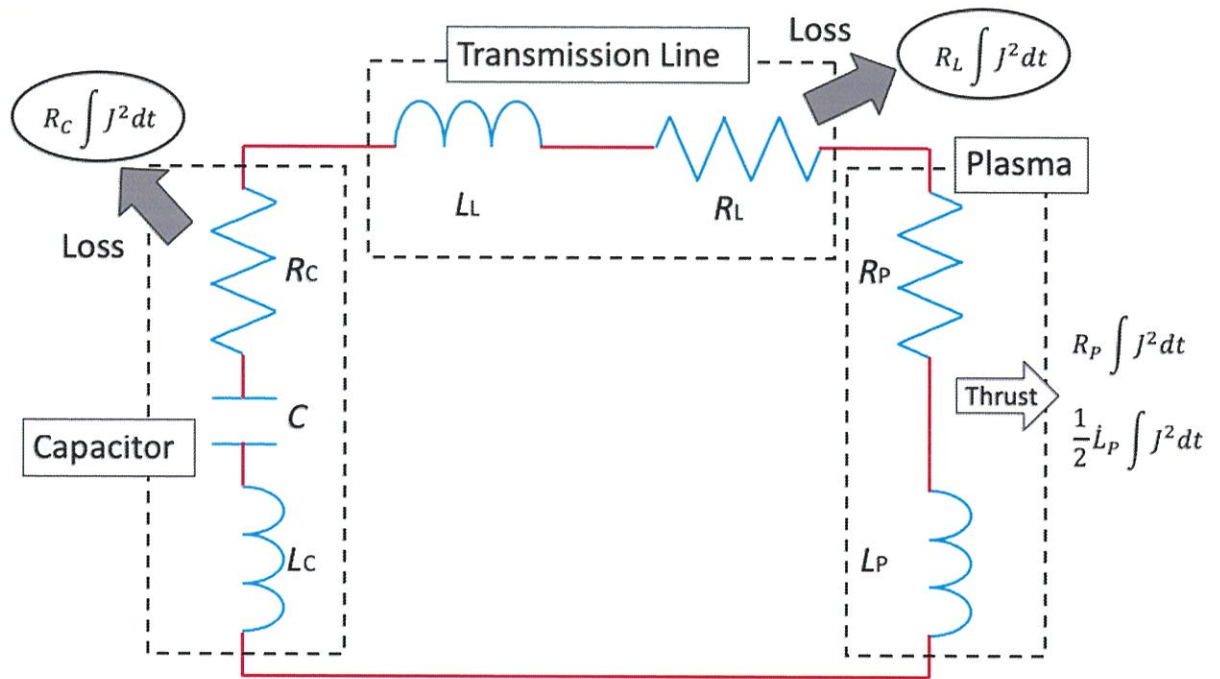


図 2.4 PPT の LCR 等価回路図

この回路のインダクタンスを L 、回路全体の電気抵抗を R とすると

$$R = R_C + R_L + R_P \quad (2.6)$$

$$L = L_C + L_L + L_P \quad (2.7)$$

となり、電圧降下について以下の式が成立する。

$$L \frac{d^2 Q}{dt^2} + R \frac{dQ}{dt} + \frac{Q}{C} = 0 \quad (2.8)$$

ここで、インダクタンス L 、電荷 Q 、電気抵抗 R 、キャパシタンス C 、時間 t 、電流 J 、キャパシタ印加電圧 V_0 である。初期条件 $t=0$ において $Q=Q_0=CV_0$ 、 $J_0=dQ/dt=0$ 、 $R=R_0$ 、 $L=L_0$ とするとこの微分方程式の解は以下のように分類される。

(a) $CR_0/4L_0 < 1$ の場合、減衰振動となり

$$Q = \frac{Q_0}{\omega \sqrt{L_0 C}} e^{-\frac{R_0 t}{2L_0}} \sin(\omega t + \delta) \quad (2.9)$$

$$J = -\dot{Q} = \frac{Q_0}{\omega L_0 C} e^{-\frac{R_0 t}{2L_0}} \sin \omega t \quad (2.10)$$

となる。ここで、

$$\omega = \left(\frac{1}{L_0 C} - \frac{R_0^2}{4L_0^2} \right)^{\frac{1}{2}}, \quad \delta = \tan^{-1} \left(\frac{4L_0}{R_0^2 C} - 1 \right)^{\frac{1}{2}} \quad (2.11)$$

である。多くの PPT がこの減衰波形を描いている。一例を図 2.5 に示す。

(b) $CR_0^2/4L_0 = 1$ の場合、臨界減衰となり、以下の式で表される。一例を図 2.6 に示す。

$$Q = Q_0 \left(1 + \frac{R_0}{2L_0} t \right) e^{-\frac{R_0 t}{2L_0}} \quad (2.12)$$

$$J = \frac{Q_0}{L_0 C} t e^{-\frac{R_0 t}{2L_0}} \quad (2.13)$$

(c) $CR_0^2/4L_0 > 1$ の場合、過減衰となり、以下の式で表される。一例を図 2.7 に示す。

$$Q = \frac{Q_0}{\omega' \sqrt{L_0 C}} e^{-\frac{R_0 t}{2L_0}} \sinh(\omega' t + \delta') \quad (2.14)$$

$$J = \frac{Q_0}{\omega' L_0 C} e^{-\frac{R_0 t}{2L_0}} \sinh(\omega' t) \quad (2.15)$$

ここで

$$\omega' = \left(\frac{R_0^2}{4L_0^2} - \frac{1}{L_0 C} \right)^{\frac{1}{2}} = i\omega, \quad \delta' = \tanh^{-1} \left(1 - \frac{4L_0}{R_0^2 C} \right)^{\frac{1}{2}} \quad (2.16)$$

である.

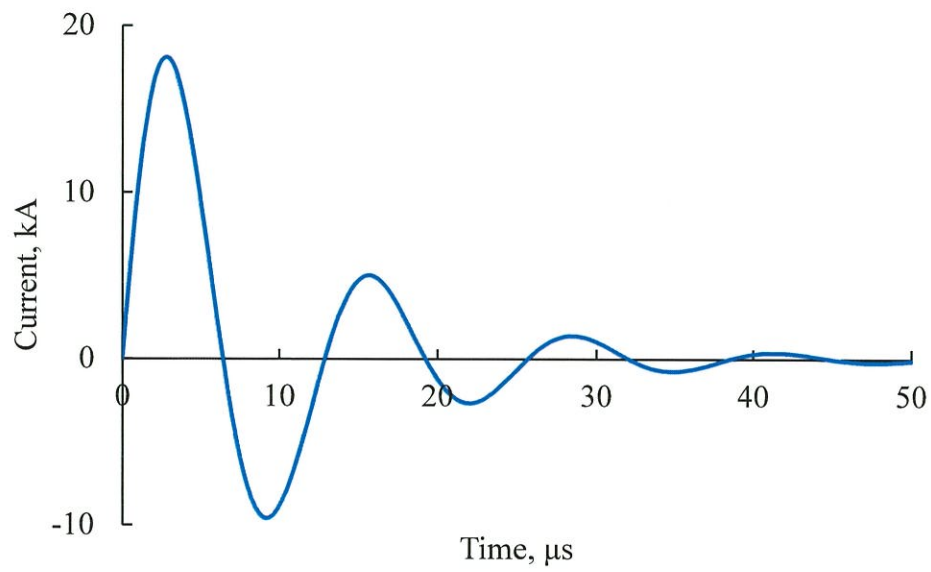


図 2.5 減衰振動波形 ($V_0=1,200$ V, $L=100$ nH, $C=40$ μF, $R=20$ mΩ)

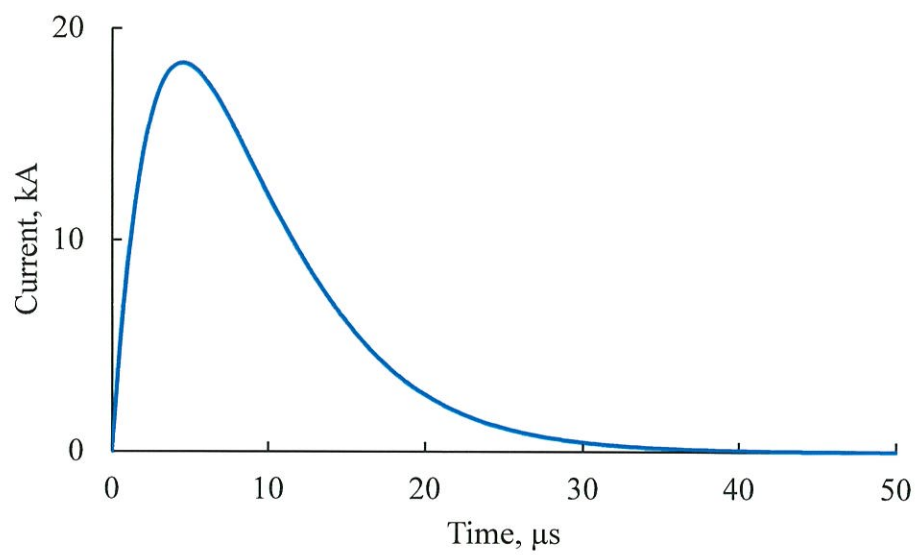


図 2.6 Critical 臨海減衰波形 ($V_0=1,100$ V, $L=100$ nH, $C=200$ μF, $R=44$ mΩ)

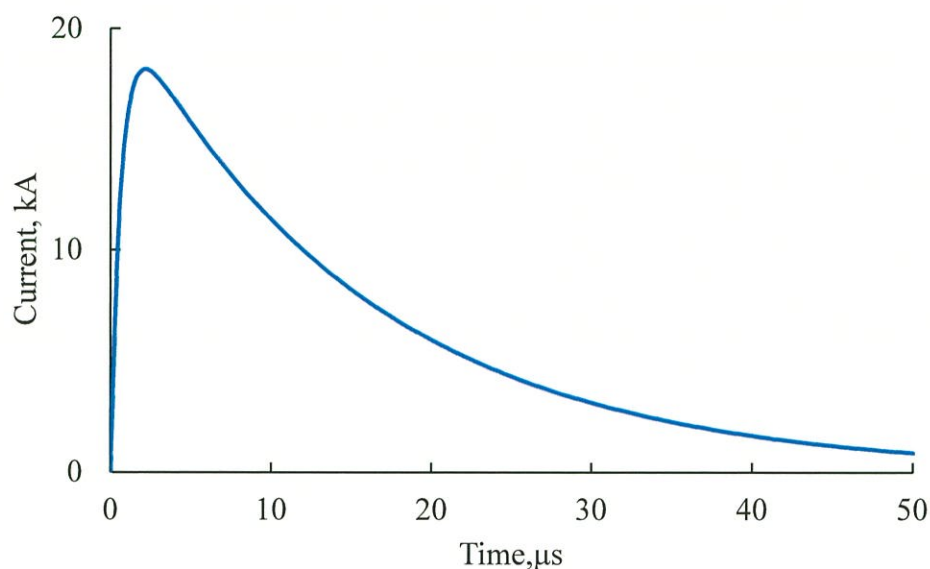


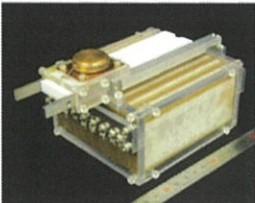

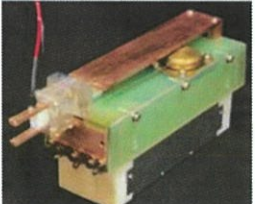
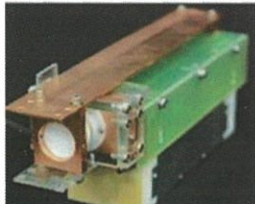


図 2.7 過減衰波形($V_0=1,600$ V, $L=50$ nH, $C=200$ μ F, $R=80$ m Ω)

2.6 TMU-PPT シリーズ 2) 3) 4) 5) 6) 7)

本研究室ではこれまでに、様々なミッションに対応可能な PPT を MU-PPT シリーズとして投入エネルギー 5 J, 25 J, 50 J, 平行平板型, 同軸型を組み合わせた 6 種類の PPT の研究開発を行った。TMU-PPT シリーズを図 2.8 に示す。

	Parallel Plate PPT	Coaxial PPT	*同軸型の性能は初期値
50J	 <p> M : 2.78 kg I_{bit} : 734 μNs I_{sp} : 1991 s Δm : 37.6 μg η : 14.3 % I_{bit}/E : 14.7 mN/kW </p>	 <p> M : 10.5 kg I_{bit} : 5300 μNs I_{sp} : 300 s Δm : 1600 μg η : 18.0 % I_{bit}/E : 106 mN/kW </p>	
25J	 <p> M : 1.45 kg I_{bit} : 348 μNs I_{sp} : 1872 s Δm : 18.9 μg η : 12.8 % I_{bit}/E : 13.9 mN/kW </p>	 <p> M : 1.60 kg I_{bit} : 1740 μNs I_{sp} : 282 s Δm : 628 μg η : 9.69 % I_{bit}/E : 69.6 mN/kW </p>	
5J	 <p> M : 1.41 kg I_{bit} : 48.2 μNs I_{sp} : 1255 s Δm : 3.92 μg η : 6.00 % I_{bit}/E : 9.64 mN/kW </p>	 <p> M : 1.54 kg I_{bit} : 310~81 μNs I_{sp} : 261~184 s Δm : 121~45 μg η : 7.9~1.5 % I_{bit}/E : 60.8 mN/kW </p>	*5Cのみ BOL~EOL

M : PPT質量 (電源質量は除く, 50Cは軽量化設計開発中) I_{bit} : インパルスビット
 I_{sp} : 比推力 Δm : マスショット η : 推進効率 I_{bit}/E : 推力電力比

図 2.8 TMU-PPT シリーズ

搭載を想定した場合の各 PPT の特性値を生かした主な用途は以下の通りである。

添え字の P は Parallel（平行平板型）、C は Coaxial（同軸型）を表している。

- (a) TMU-PPT-50P: 姿勢制御, 軌道制御
- (b) TMU-PPT-50C: 軌道制御 (軌道遷移)
- (c) TMU-PPT-25P: 軌道維持 (大気補償)
- (d) TMU-PPT-25C: 軌道維持, 軌道制御
- (e) TMU-PPT-5P: 精密姿勢制御
- (f) TMU-PPT-5C: 軌道維持 (大気補償)

第 2 章 参考文献

- 1) 栗木恭一, 荒川義博編「電気推進ロケット入門」, pp.157-173,2003
- 2) 岩月由輝他, 50J 同軸型/平行平板型パルスプラズマスラスタの性能評価, 2013 年度宇宙輸送シンポジウム
- 3) 山下大治郎, 同軸型パルスプラズマスラスタの研究開発, 首都大学東京平成 26 年度卒業論文
- 4) 田尻啓祐, パルスプラズマスラスタの小型衛星搭載に関する研究, 首都大学東京大学院平成 27 年度修士論文
- 5) 西尾美咲, 低軌道における超小型衛星の大気抵抗補償向けパルス型プラズマスラスタの開発および初期性能評価, 首都大学東京大学院平成 30 年度修士論文
- 6) 工藤怜, 超小型衛星搭載に向けた 25J 級同軸型パルスプラズマスラスタの開発およびライナップ化, 第 62 回宇宙科学技術連合講演会
- 7) 大澤茜, 超小型衛星搭載に向けた 50J 級平行平板型パルスプラズマスラスタの軽量化および推進性能評価, 首都大学東京平成 30 年度卒業論文

第3章

実験装置及び性能計算

3.1 実験用 PPT

PPT は主に主放電エネルギーを蓄えるキャパシタ，電源装置，イグナイタ，推進剤，電極伝送経路の6つのシステムに分けられる．Cube_Sat 搭載に向けて以下の指針により設計を行った．

- PPT のサイズを 0.5U 以内に収める
 - 長手方向に 4 本同時に推力発生可能にする．
 - 3U サイズの Cube_Sat を高度 400km での大気抵抗の補償を行う
 - 重量を 400g 以下にするために軽量化設計・構造．
 - 投入エネルギー 1J かつ目標インパルスビットは $14.5\mu\text{Ns}$ （本研究室で過去に開発された平行平板型 PPT より算出）
 - 本研究室で過去に研究開発された TMU-PPT シリーズとのラインナップ化
- 以上を踏まえ，PPT(TMU-PPT-1P)の設計を行った．

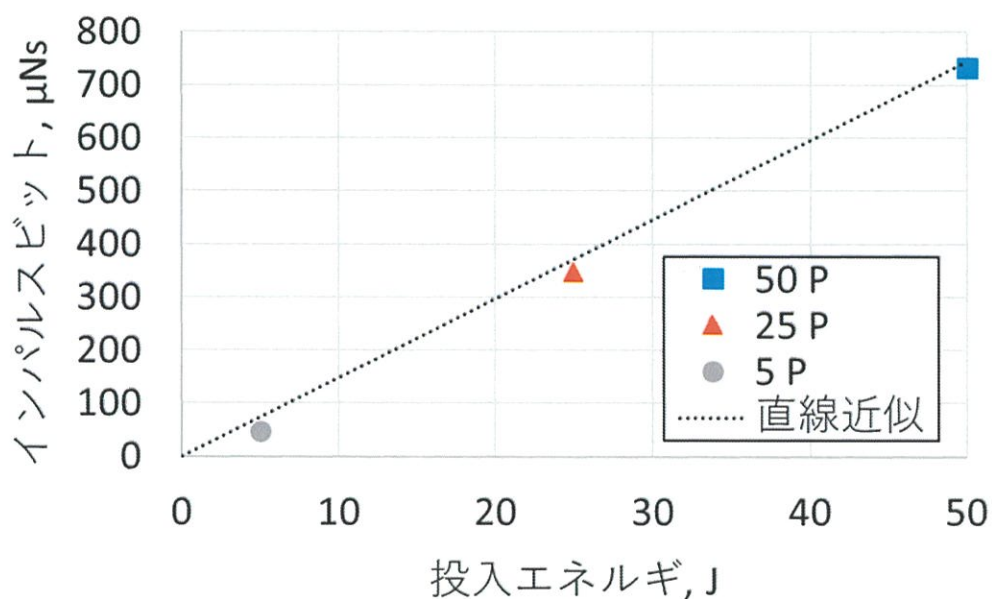


図 3.1 平行平板型 TMU-PPT シリーズの投入エネルギーとインパルスビット

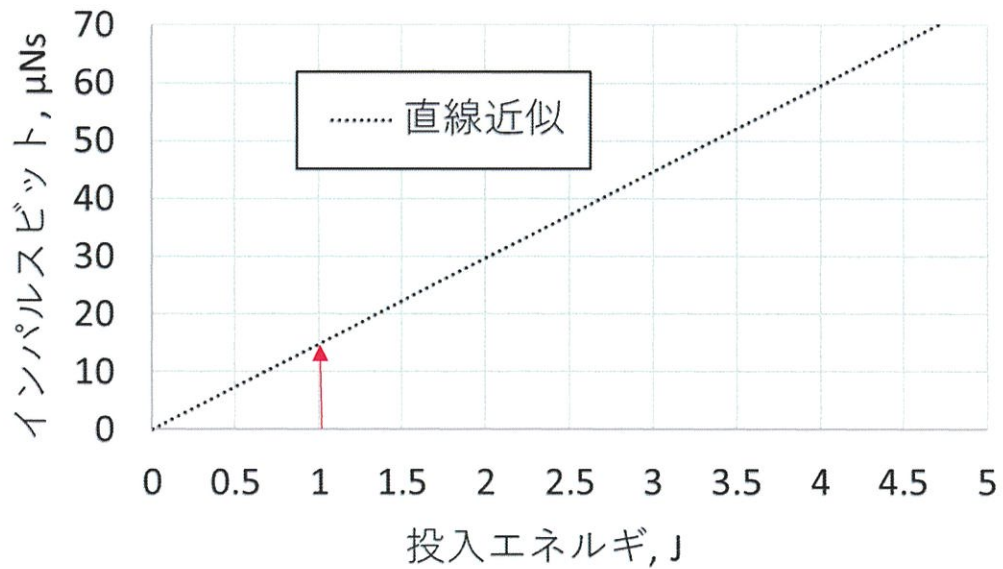


図 3.2 投入エネルギー 1J での予測インパルスビット

3.1.1 キャパシタ

キャパシタは主放電のエネルギーを蓄える要素である。電源装置から電力供給されており、イグナイタが作動するとカソード・アノード間が短絡して、蓄えられたエネルギーが一気に放出される。このキャパシタはエネルギー密度に優れており、非常に軽量であるという特徴を持つ。

本実験では本来、高電圧に対応し、軽量キャパシタかつ Cube_Sat に収まる EXXELIA 社製の「HT97P 1.0 μF +/- 10% 2500VDC」を用いる予定であったが、調達不可能だったため、本研究室で用いている EXXELIA 社製の「HT97P 1.0 μF +/- 10% 3500VDC」を 1 個使用した。

このキャパシタは寸法が 105 mm \times 47 mm \times 10 mm のため Cube_Sat 搭載にはオーバーしてしまう。図 3.4 にキャパシタの写真、表 3.1 に諸性能を示す。

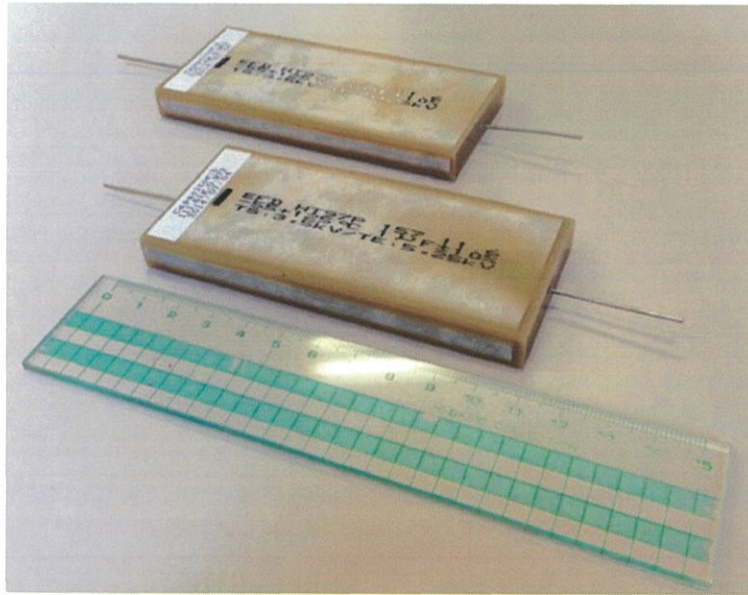


図 3.4 キャパシタの外観

表 3.1 キャパシタの特性

Manufacturer	EXXELIA co.
Model	HT97P
Capacitance	1.0 μ F \pm 10 %
Work Voltage	3500WVDC
Weight	110 g
Operating Temperature	-55 ~ 125 $^{\circ}$ C

3.1.2 電源装置(BTE)

PPT システムの電源には、主放電を誘起する点火装置であるイグナイタ電源とキャパシタに電圧をかけて電力供給する電源との 2 系統が必要である。イグナイタ用電源は本研究室において μ -LabSat2 の搭載を目的として開発された PPT の BBM で用いられた(有)ハイ・サーブ製の電源(Power Processing Unit : PPU)を使用した。外観を図 3.5 に、仕様を表 3.2 に、回路図を図 3.9 に示す。表 3.2、表 3.3 にそれぞれ使用する電源の仕様を示す。



図 3.5 イグナイタ用 PPU の外観

表 3.2 イグナイタ用 PPU の仕様

Manufacturer	HI-SERVE co.
Ignitor Voltage	1200, 1500, 1800 V
Ignitor Energy	49, 77, 110 mJ
Operation Frequency	0.50, 0.75, 1.00 Hz
Weight	500g
Size	120 mm × 90 mm × 42 mm

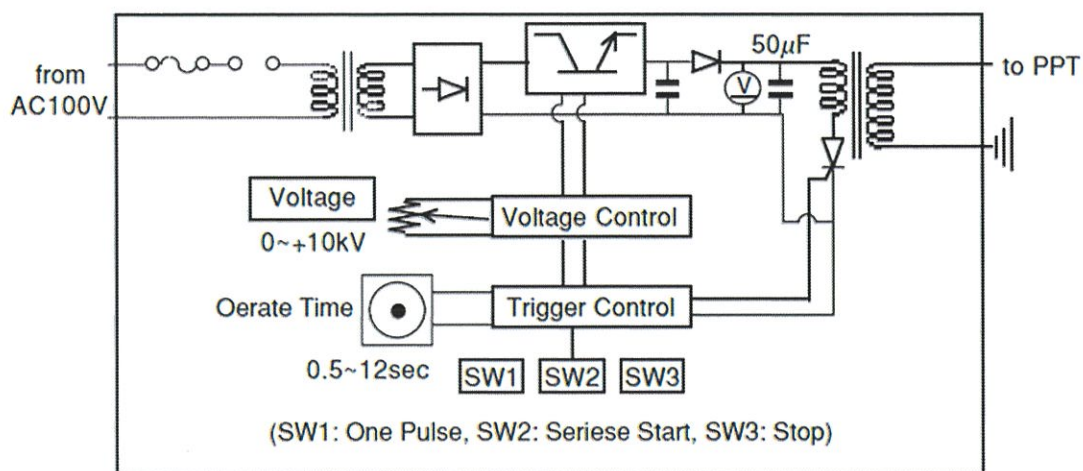


図 3.6 イグナイタ用 PPU 回路図

また、キャパシタに電圧をかけてチャージアップする用の電源としては NISTAC 製高電圧直流電源を使用した。仕様を表 3.3 に、回路図を図 3.7 に示す

表 3.3 キャパシタチャージ用電源仕様

Manufacturer	NISTAC Stabilizer co.
Input Voltage	AC100 V \pm 10 %
Output Voltage	DC 0~3 kV
Output Current	Max.50 mA
Ripple Voltage	<0.1 %

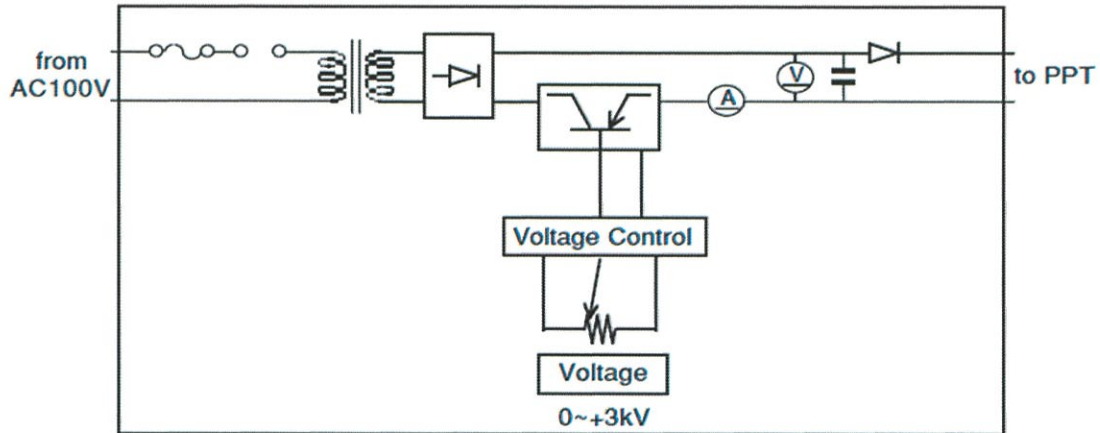


図 3.7 キャパシタチャージ用電源回路図

3.1.3 イグナイタ

PPT の主放電を誘起させるためにイグナイタを仕様した。図 3.2 にイグナイタ概略図を示す。イグナイタは外径 1 mm の円筒形のコア材を内径 1 mm、外径 2 mm の中空円筒状の絶縁体で覆われた構成となっている。さらに、火花放電を起こしやすいよう、カソード・コア材間の電気抵抗を減らすために、コア材及びインシュレータにカーボン懸濁液を塗っている。また今まではコア材に仕事関数が低くかつエロージョンを起こさないよう高融点であるトリウムタングステン(Th-W)を用いていたが、含有量 2 %であるトリウムは放射性物質であるため、現在は安全を考慮してランタンタングステン (La-W) を用いている。

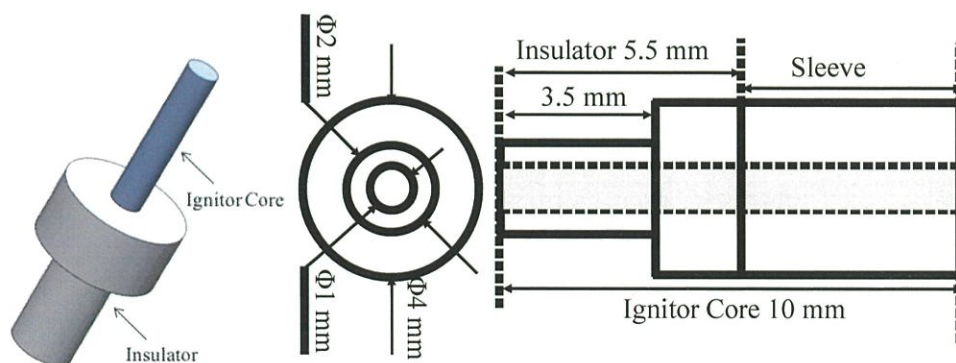


図 3.8 イグナイタ概略図

3.1.4 推進剤

PPT の推進剤はこれまでの実験でも数多く使用されてきたポリテトラフルオロエチレン，PTFE（テフロン®：デュポン社の登録商標）を本実験でも用いた．PTFE は重合体で巨大分子製のポリマーであり，化学的に安定，イオン化エネルギーが 10.3 eV と希ガスに比べて低く，昇華性を持つ．高温では $C_2F_4 \rightarrow CF_4 + C$ という反応が起きる¹⁾．ここで生じる炭素汚れが推進剤表面や絶縁材に付着する，チャーリングと呼ばれる現象がある．これにより主放電が起こらない現象（ミスショット）やイグニッションの有無にかかわらず電気が流れてしまう現象（自走放電）等の不良の原因となる場合がある．表 3.4 に PTFE の物性値を示す．

表 3.4 PTFE の物性値²⁾

Melting Point	327 °C
Specific Gravity	2.12~2.17 g/cm ³
Specific heat	1.0 J/(g · K)
Stretch	200~400 %
Compressive Strength	10~15 MPa
Bending Elastic Modulus	0.53~0.58 GPa
Thermal Conductivity	0.25 W/mK
Linear Coefficient of Expansion	$10 \times 10^{-5} / ^\circ\text{C}$

3.1.5 電極・伝送経路²⁾³⁾

TMU-PPT-1P の電極材質は銅を使用している．過去の研究では耐スパッタ性向上のためにモリブデンや真鍮，SUS303 等が電極として用いられたが，今回はインパルスビットの確保を目的とし，電気抵抗の小さい銅を選択した．表 3.5 に銅の物性値を示す．

表 3.5 電極材料の物性値

銅	
融点 [°C]	1084
沸点 [°C]	2526
密度 [g/cm ³]	8.94
仕事関数 [eV]	5.1
電気抵抗 [$\mu\Omega \cdot \text{cm}$]	1.68
蒸気圧 [Torr]	0.31×10^{-3} (1273 °C)

3.1.6 絶縁体（構造部）

TMU-PPT-1P の絶縁体製作は 3D プリンター「form2」を用いて行った．

3.2 真空装置

本研究室にはいくつか真空装置があるが，本実験では「しんかい 2001」と呼ばれる，直径 1000 mm，長さ 1800 mm の真空槽を使用した．図 3.9 にしんかい 2001 の概略図，表 3.6 にしんかい 2001 の真空環境機器を示す．これは，ロータリーポンプ(RP)，メカニカルブースターポンプ(MBP),高分子ターボポンプ(TMP)によって高真空状態を維持している．真空度を求めるためにピラニ真空計，電離真空計を用いる．「しんかい 2001」の真空度は 1×10^{-5} Torr(1.3×10^{-3}) Pa 以下まで到達する．

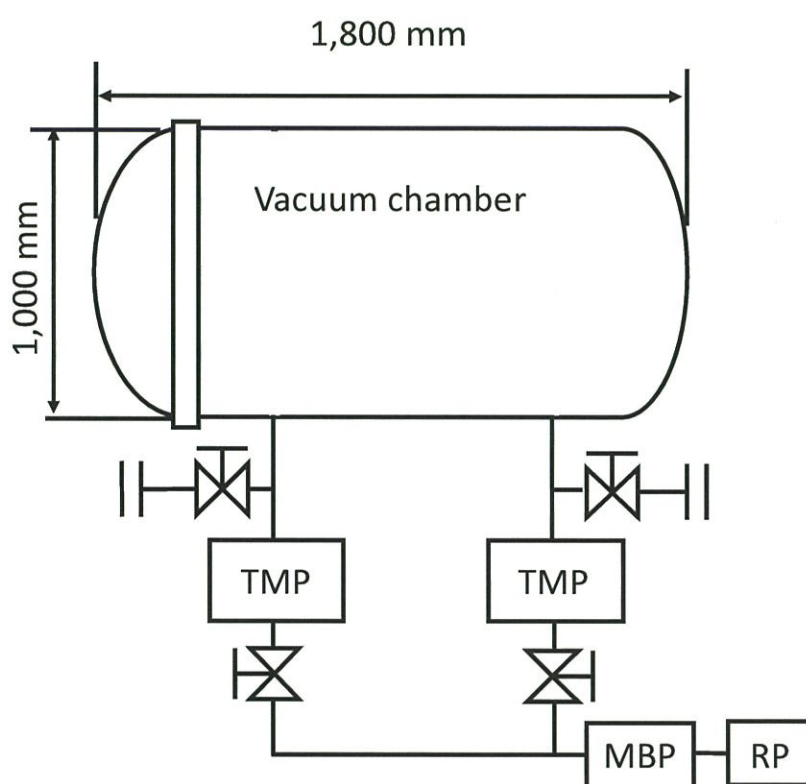


図 3.9 しんかい 2001 の概略図

表 3.6 しんかい 2001 の真空環境機器

Device Name	Type	Property
Space Chamber	ULVAC, SHINKAI-2001	$\phi 1000-11800$
Turbo Molecular Pump	SHIMAZU factory TMP-2003M	Exhaust Rate: 2000 l/s
Mechanical Booster Pump	ULVAC, PNB-003CM	Exhaust Rate: 77.81 l/s
Rotary Pump	ULVAC, D-950DK	Exhaust Rate: 12.6 l/s
Pirani Gage	ULVAC, GP-2A	0.4-3 kPa
Ionization Gage	ULVAC, GI-TL3	$10^{-1}-10^{-6}$ Pa

実験中の分子の平均自由行程 λ は粒子の平均速度 $\langle v \rangle$ ，衝突周波数 ν_c ，粒子直径 D ，密度 $n = P/kT$ とすると以下の式で表される．

$$\lambda = \frac{\langle v \rangle}{v_c} = \frac{1}{\pi D^2 n} = \frac{kT}{\pi D^2 P} \quad (3-1)$$

となる．実験中の真空槽内圧力 P は約 1.6×10^{-3} Pa であり， $D = 4 \times 10^{-10}$ m， $T = 300$ K， $k = 1.38 \times 10^{-23}$ J/K とすると， $\lambda = 5.3$ m となる．これにより，噴射されたガスと真空槽内のガスとの衝突は無視できる．

3.3 測定装置

3.3.1 電流電圧測定系 ⁴⁾

主放電電流を測定するためにそれぞれ自作のログスキーコイルを用いた．また，キャパシタにかかる電圧を測定するために Tektronix 製の高電圧プローブを用いた．また本研究室では，これらの測定結果をデータ化するため，高電圧プローブ，ログスキーコイルの出力を Tektronix 製のデジタルオシロスコープに出力している．表 3.7 に高電圧プローブの仕様，表 3.8 にオシロスコープの仕様，図 3.10 にログスキーコイルの概略図を示す．

表 3.7 高電圧プローブの仕様

Model	P6015A
Damping Ratio	1:1000
Band Width	75 MHz
Rising Time	4 ns
Load	100 MW
Maximum Voltage	DC20 kV, Peak40 kV

表 3.8 オシロスコープの仕様

Vertical Axis	Sensitivity	2 mV-5 V/div
	Probability	± 3 %
	Withstand Voltage	300 VRMSCAT II
	Input Link	AC, DC, GND
Horizontal Axis	Maximum Sampling Range	1.0 GS/s
	Sweep Time	5 ns-50 sec/div

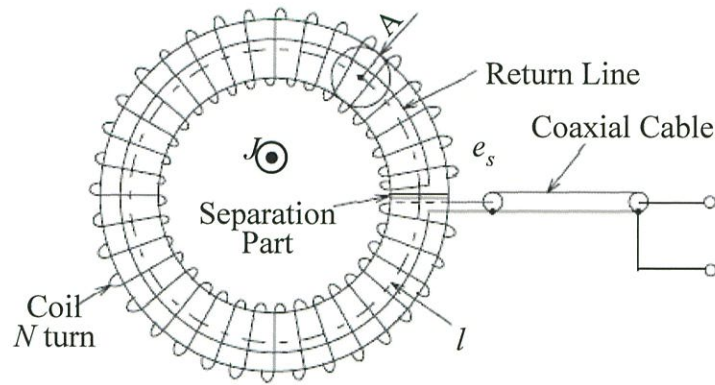


図 3.10 ログスキーコイル概略図⁹⁾

ログスキーコイルの原理について説明する．電流 J がコイル内部を流れると，この電流による磁場 B はマクスウェル方程式より以下の式で表される．

$$\oint B dl = Bl = \mu J \quad (3-2)$$

μ は空間の透磁率， l はログスキーコイルの周方向長さである．電流が時間変化を起こす場合の磁場の変化は

$$\frac{dB}{dt} = \frac{\mu dJ}{l dt} \quad (3-3)$$

と表せる．このトロイダル状のコイルが電流を囲んでいる場合は，磁場の変化によりコイルを貫く磁束が変化して，コイルに起電力が発生することになる．ここで，コイルの巻き数を N ，コイルの断面積を A ，誘導電界を E とすると，コイルに発生する誘導起電力 V_{coil} は以下の式である．

$$V_{coil} = N \int \nabla \times E dA = \frac{N}{l} \int \left(-\frac{dB}{dt} \right) dA = -\frac{\mu NA}{l} \frac{dJ}{dt} \quad (3-4)$$

この式は微分波形を表すため，元の電流波形に戻すために積分する必要がある．電圧を積分するためにはコンデンサ C と抵抗 R のみの RC 積分回路を考える必要がある．図 3.11 に RC 積分回路を示す．

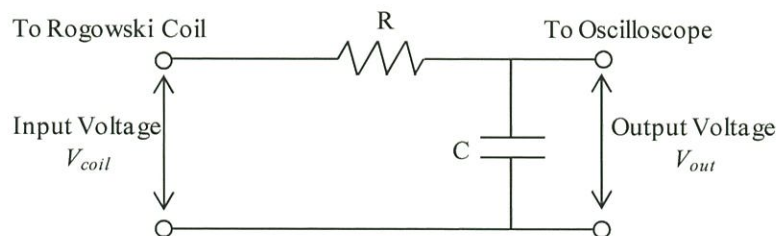


図 3.11 RC 積分回路⁹⁾

LCR 回路の微分方程式は，回路のインピーダンスを Z として以下の式で表される．

$$L \frac{dJ}{dt} + RJ + \frac{1}{C} \int J dt = \frac{L}{Z} \frac{dV_{coil}}{dt} + \frac{R}{Z} V_{coil} + \frac{1}{ZC} \int V_{coil} dt = 0 \quad (3-5)$$

この式より、コンデンサに印加される電圧 V_{out} は以下の式で表される。

$$V_{out} = \frac{1}{ZC} \int \left(-\frac{\mu NA}{l} \frac{dJ}{dt} \right) dt = -\frac{\mu NA}{ZCl} J \quad (3-6)$$

となる。(3-6)式を変形すると電流 J に対して以下の式が導かれる。

$$J = -\frac{ZCl}{\mu NA} V_{out} = KV_{out} \quad (3-7)$$

ここで、定数部分を K と置いた。本実験で用いたロゴスキーコイルは $N=555$, $l=0.35$ m, $A=1.96 \times 10^{-5}$ m² である。実際には既知の電流を測定することで定数 K を求めている、6.71 である。

RC 積分回路では、コンデンサの電圧が初期値の $1/e$ (約 37 %) に達するまでの時間である時定数 τ は

$$\tau = RC \quad (3-8)$$

となる。本実験では $R=10$ k Ω , $C=10$ μ F とし $\tau=100$ μ s とした。

3.3.2 質量測定系

推進剤の質量を測定するために電子天秤を用いた。図 3.12 にこの電子天秤の外観、表 3.8 に特性を示す。

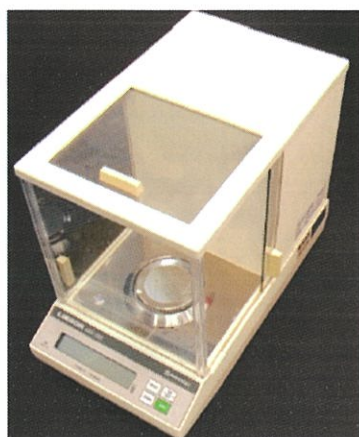


図 3.12 電子天秤の外観

Model	AEG-320
Max. Measurable Weight	320 g
Resolution	0.1 mg
Standard Deviation	≤ 0.15 mg

表 3.8 Laboratory Weighing Specifications

3.3.3 推力測定系

PPT の推力は微小インパルスビットであり、その測定を行うためにターゲット型スラストスタンドを用いた。このスラストスタンドは、真空槽内で固定されているナイフエッジを軸として振り子式に揺れる。ターゲットは推進機構からのプルームを径方向に分散させるためのコーン及びスリットが使われており、これらによってプルームの弾性反射による測定誤差を減らせるように作られている。ターゲットの素材は塩化ビニルとアルミを併用しており、コーン及びスリットは厚さが 0.5 mm である。図 3.13 にターゲットの概略図、図 4.14 ターゲ

ット型スラストスタンドの概略図を図 3.14 に示す.

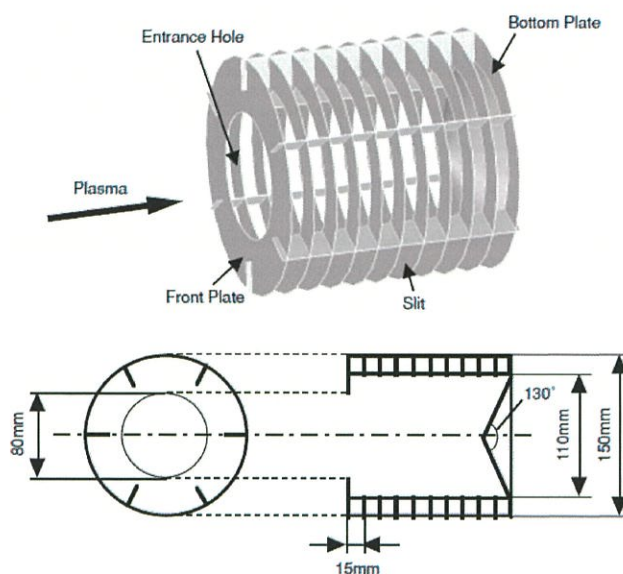


図 3.13 ターゲットの概略図

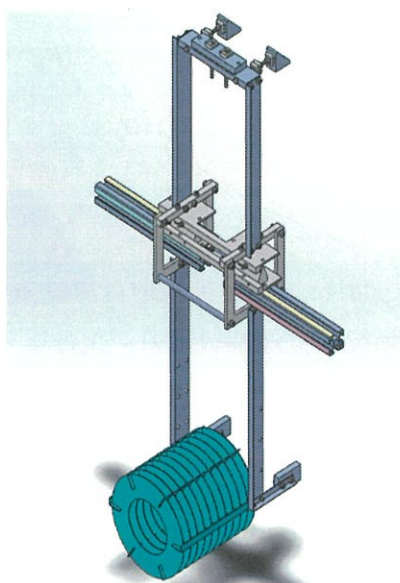


図 3.14 ターゲット型スラストスタンドの概略図

変位の取得にはターゲットの微小な変位を測定できる OMRON 製 LED 変位計を使用した. これは基準距離からの変位を電圧として出力する. Table 3-7 に LED 変位計の仕様を示す.

表 3.9 LED 変位計仕様

Model	OMRON Z4W-V25R
Basis Range	25±1 mm
Measuring Range	±4 mm
Wave Length	700 nm
Resolution	10 μm

3.4 性能計算⁵⁾

3.4.1 インパルスビット（力積）

PPT の推力発生はマイクロ秒単位で発生するため、1 回のパルス作動で発生する全力積、つまりインパルスビットを推力の代わりとして測定するのが一般的である。質量と速度から計算できる既知の力積を与えてキャリブレーションを行い、力積とスラストスタンドの変位の関係式からインパルスビットを測定した。本実験で用いる TMU-PPT-1P は推力が数 μNs と、非常に微小な推力の為一回の PPT の作動ではスラストスタンドはほぼ変位しない。そこで推力の測定はスラストスタンドの周期に合わせ二十回 PPT を作動させ、得られたインパルスビットを二十で除し、推力を求めた。

3.4.2 トータルインパルス（総力積）

各ショットのインパルスビットを全て測定することは膨大な時間が無ければできない。縦軸にインパルスビット、横軸にショット数のグラフを用いて計算することができる。測定点におけるトータルインパルス I_{tot} は以下の式で表される。

$$I_{tot,n} = I_{tot,n-1} + \frac{1}{2}(I_{b,n} + I_{b,n-1})(k_n - k_{n-1}) \quad (3-9)$$

ただし、添字の n は測定点、 k はその測定点におけるショット数である。

3.4.3 マスショット

マスショットとは 1 回の作動で消費される推進剤質量である。PPT はマスショットがマイクログラム単位なので、1 回作動後の推進剤質量の変化は電子天秤で測定できない。実験前の推進剤質量 m_b と n ショット後の推進剤質量 m_a から平均マスショット Δm として求めた。

$$\Delta m = \frac{m_b - m_a}{n} \quad (3-10)$$

3.4.4 比推力・推進効率・推力電力比

インパルスビット I_b とマスショット Δm が測定できると比推力 I_{sp} は重力加速度 g を用いて以下の式で表される。

$$I_{sp} = \frac{I_b}{\Delta m g} \quad (3-11)$$

また、推進効率 η_t は以下の式で表される。

$$\eta_t = \frac{\frac{1}{2} \Delta m u_e^2}{E_0} \quad (3-12)$$

ここで u_e は平均排気速度、 E_0 は投入エネルギーで

$$u_e \equiv \frac{F}{\Delta m} \quad (3-13)$$

であり，ここでは力 F はインパルスビット I_b より

$$\eta_t = \frac{I_b^2}{2\Delta m E_0} \quad (3-14)$$

と表される．

また，推力電力比 F/P は以下の式で表される．

$$F/P = \frac{I_b}{E_0} \quad (3-15)$$

第3章 参考文献

- 1) 三井・デュポンフロロケミカル株式会社：<https://www.md-fluoro.co.jp/products/fluoropolymer/index.html>
- 2) 八光電機，「各種物質の性質：金属の電気抵抗」，<https://www.hakko.co.jp/qa/qakit/html/h01100.htm>，（参照 2020-1-19）
- 3) 八光電機，「各種物質の性質：金属（固体）の性質」，<https://www.hakko.co.jp/qa/qakit/html/h01020.htm>，（参照 2020-1-19）
- 4) 川崎昌二「ロゴスキーコイルによる交流大電流測定」九州大学応用力学研究所技術室：
URL: <http://www.riam.kyushu-u.ac.jp/gikan/report/01/rogowsky.pdf>
- 5) 栗木恭一，荒川義博，「電気推進ロケット入門」

第 4 章

1JPPT 初期性能取得試験・評価

4.1 実験目的・実験条件

製作した TMU-PPT-1P の安定動作，初期性能を確認するため 40000 shot を目標として実験を行った．実験条件を表 4.1 に，測定項目を表 4.2 に示す．

表 4.1 実験条件

投入エネルギー	1 J
静電容量	0.959 μ F
主放電電圧	1.44 kV
作動回数	40,000 Shot
作動周波数	1 Hz
イグナイタエネルギー	49 mJ , 77 mJ , 100 mJ
推力測定	ターゲット
真空度	1.0×10^{-5} Torr

表 4.2 測定項目

推力，電力・電圧波形	1, 500, 1000, 2500, 5000, 7500, 10000 から 40000 までは 5000shot 毎
質量測定	実験前後

4.2 実験コンフィグレーション

図 4.2 に本実験のコンフィグレーションを示す．インパルスビットはスラストスタンドの変位をレーザー変位計によって測定，主放電電流波形は前述したロゴスキーコイルでオシロスコープに出力することによって測定，主放電電圧波形は高電圧プローブにて測定した．また電流電圧波形はイグナイタの電流値にトリガをかけて取得している．

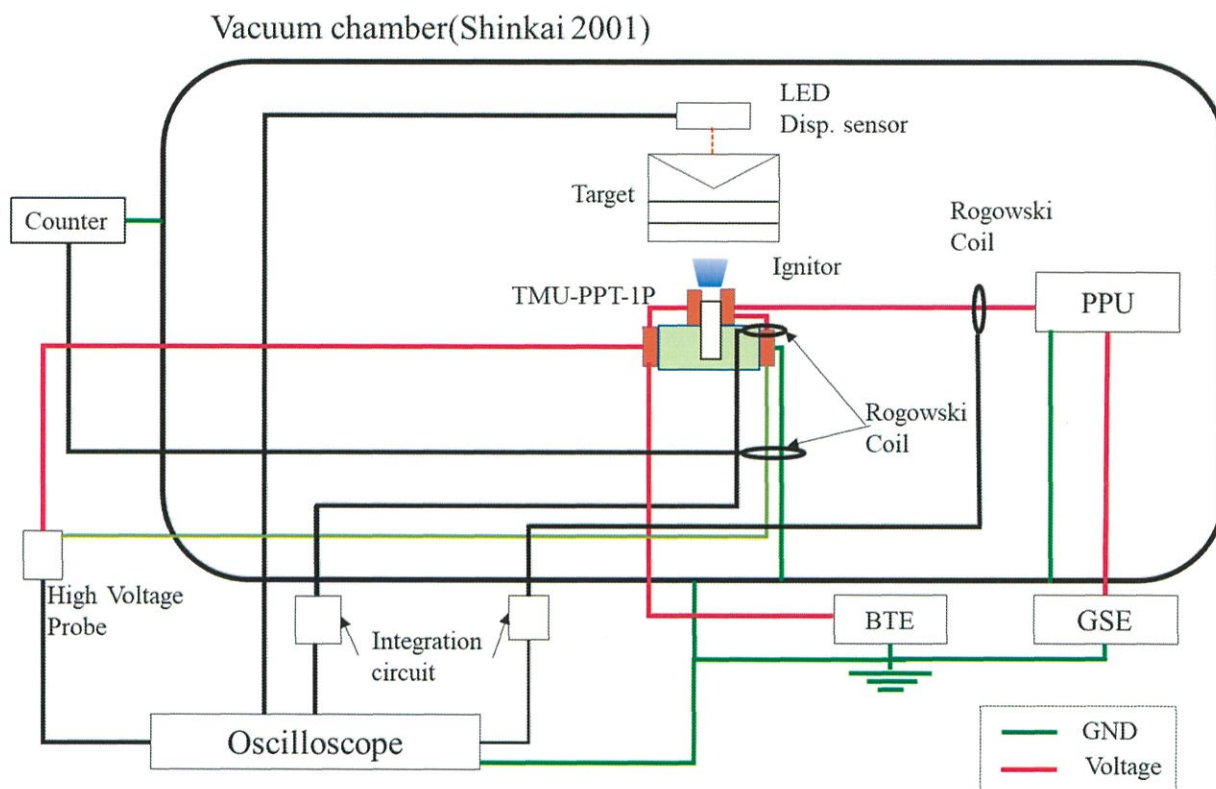


図 4.1 実験コンフィグレーション

4.3 実験結果 (1st)

TMU-PPT-1P(1st)の作動している状態を図 4.2 に示す。1 shot 目からは問題なく作動していたが、70100 shot 付近でミスショット（イグナイタは点火するが主放電が誘起されない現象）が連発したことにより、実験続行不可能と判断し、中止した。その後投入エネルギーを 1.5J にして実験を行うも、8500 shot 付近でミスショットが連発するという状況は変わらず、実験を中止した。

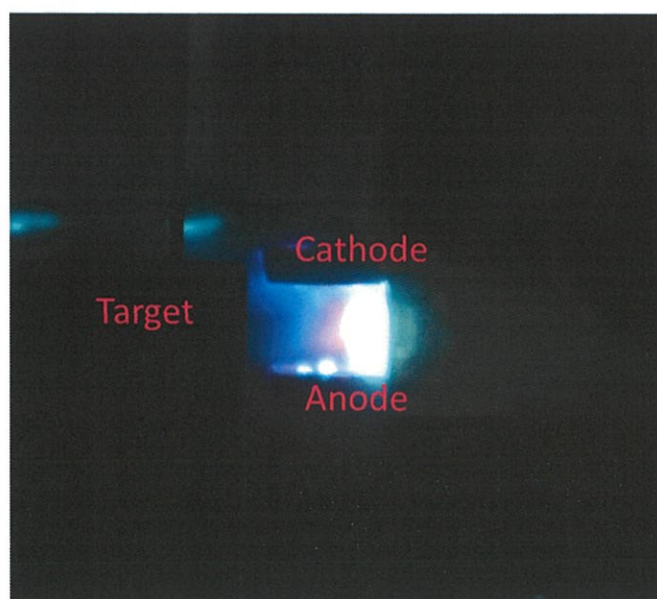


図 4.1 TMU-PPT-1P(1st)の作動状況

その後投入エネルギーを 1J に戻し、イグナイタエネルギーを 49 mJ から 77 mJ に上げ実験を再開した。それによりミスショット無く作動していたが、9700 shot 付近で自走放電（両極間がチャーリングによって短絡し、イグナイタを点火していないにも関わらず主放電が誘起されてしまう現象）が起こり、実験を中止した。推進剤表面は導通するほどチャーリングが付着しているようには見えないが、絶縁体先端と推進剤の先端の位置が同じになっており、その絶縁体のチャーリングを介して両極間が導通したと考えられる。9700 shot 後の推進剤の外観を図 4.2 に、3DCAD の図面を図 4.3 に示す。

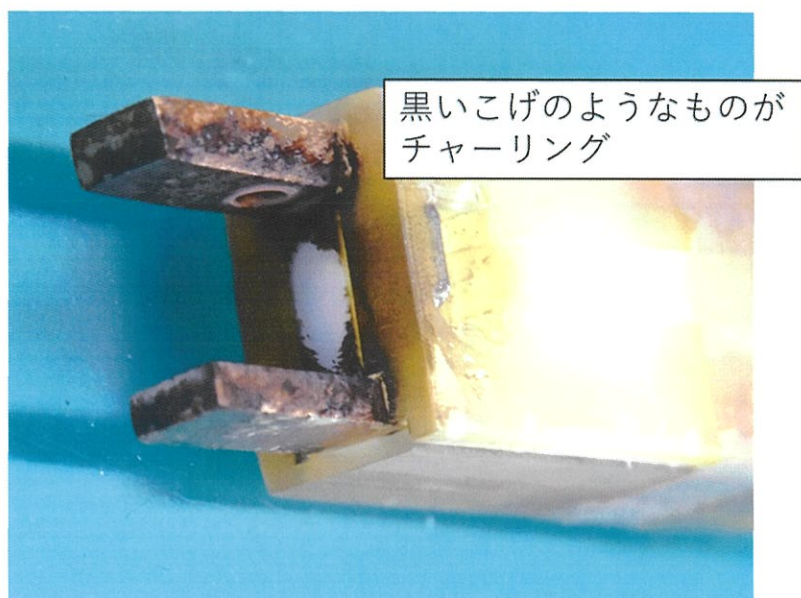


図 4.2 9700 shot 後の推進機

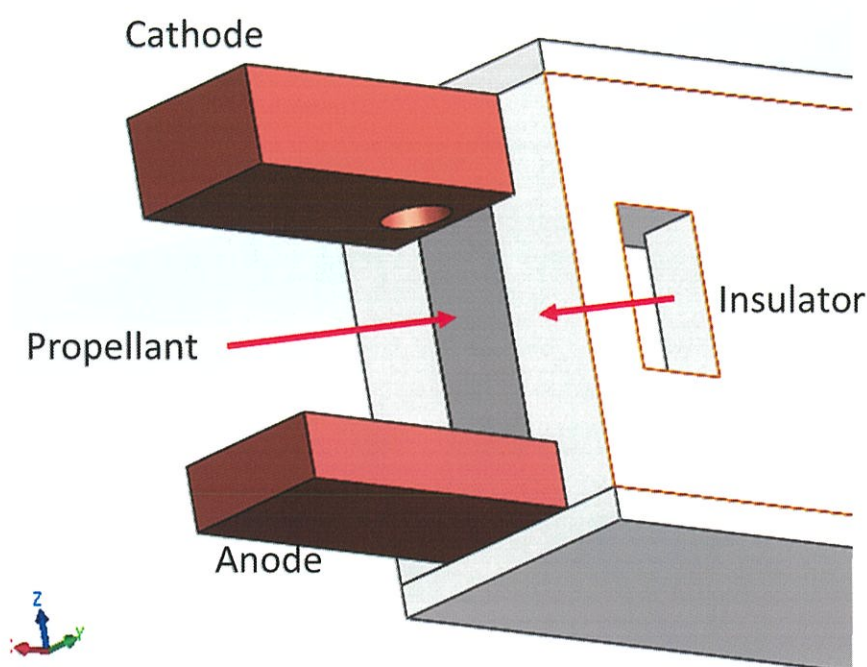


図 4.3 TMU-PPT-1P(1st)の 3DCAD

4.4 実験結果 (2nd)

第一回目の実験結果を踏まえ、推進剤と絶縁体に 3 mm の段差を設け TMU-PPT-1P(2nd)を製作した。TMU-PPT-1P(2nd)の外観と、3DCAD の図面を、図 4.4 及び図 4.5 に示す。

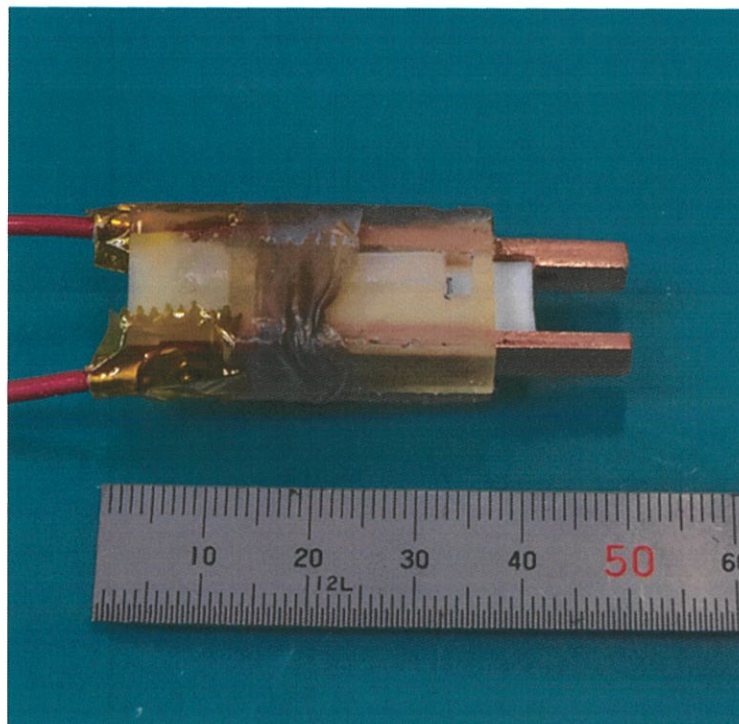


図 4.4 TMU-PPT-1P(2nd)

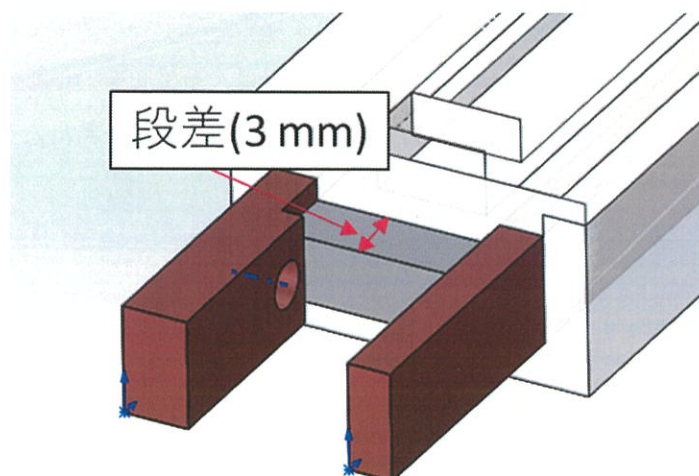
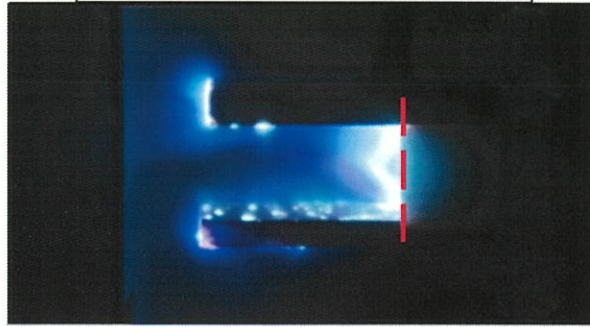


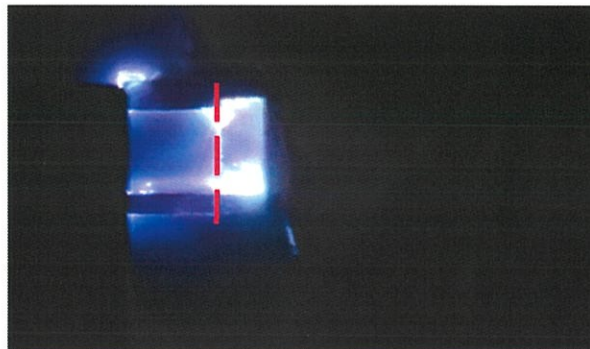
図 4.5 TMU-PPT-1P(2nd)の 3DCAD

TMU-PPT-1P(2nd)はイグナイタエネルギーを 77 mJ にて実験を行ったが、作動開始後 900 shot 付近で自走放電を複数回確認したため実験を中止した。作動中の写真からは、推進剤先端以外で電極同士の放電が起きていることが確認できている。過去の研究で開発され、80000 shot を達成した TMU-PPT-5P と作動中の状況を比較した。その様子を図 4.6 に示す。

※赤い鎖線が推進剤先端



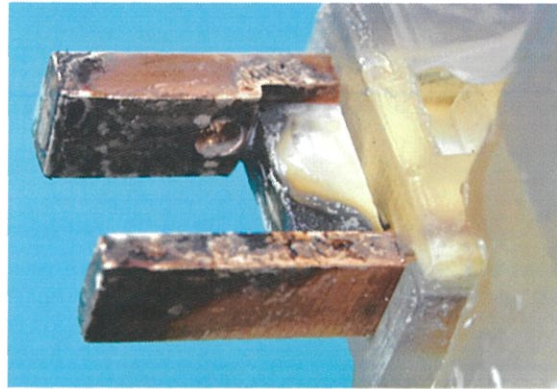
TMU-PPT-5P(1 shot目)



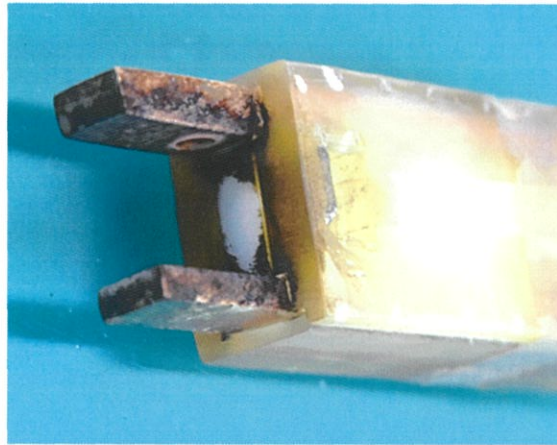
TMU-PPT-1P(1 shot目)

図 4.6 TMU-PPT-5P との比較

また，作動終了後の推進機の外観を実験結果(1st)と比較すると，9700 shot 作動させた TMU-PPT-1P(1st)と 900 shot 作動させた TMU-PPT-1P(2nd)では，圧倒的に後者のほうがチャーリングが多いことが確認できた．これは推進剤先端以外にも放電が起きたためエネルギー密度が極端に低下し起こったと考えられる．作動後の外観を図 4.7 に示す．



TMU-PPT-1P(2nd)900shot後

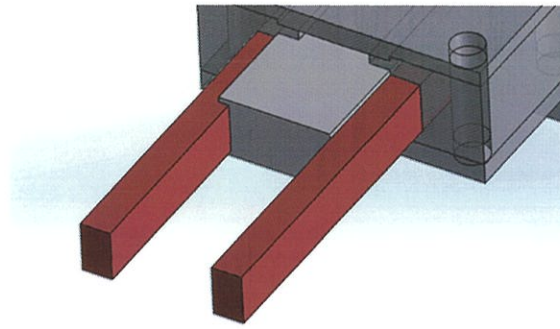


TMU-PPT-1P(1st)9700shot後

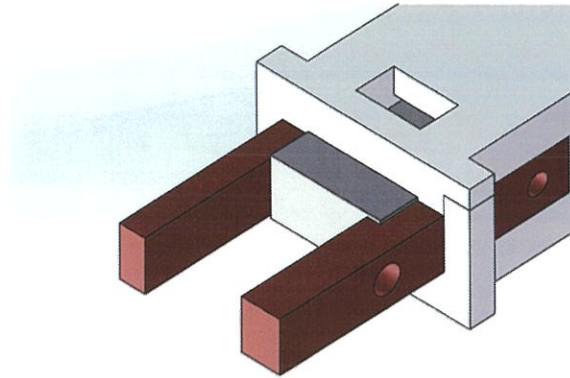
図 4.7 作動後の外観の比較

4.5 実験結果 (3rd)

TMU-PPT-1P(2nd)は設計上両極間の絶縁が不十分だったと考えられたため、それを踏まえて TMU-PPT-1P(3rd)を製作した。まず推進剤の幅を 3 mm から 4.5 mm に変更し、電極幅を 5 mm から 4 mm に変更した。参考に、TMU-PPT-5P¹⁾のスラストヘッドと TMU-PPT-1P(3rd)の 3DCAD の比較した画像を図 4.8 に示す。また作動時の状況を見ると、推進剤の先端以外での放電は収まっていた。TMU-PPT-1P(2nd)と TMU-PPT-1P(3rd)の作動時の比較画像を図 4.9 示す。



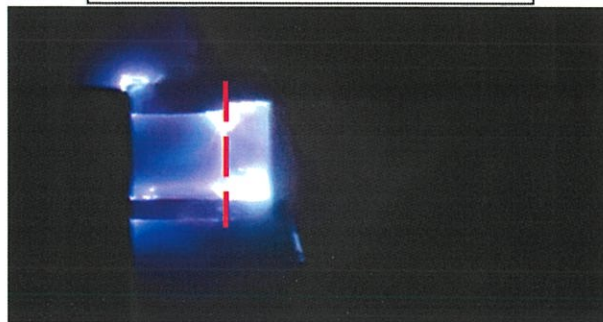
TMU-PPT-5Pの3DCAD



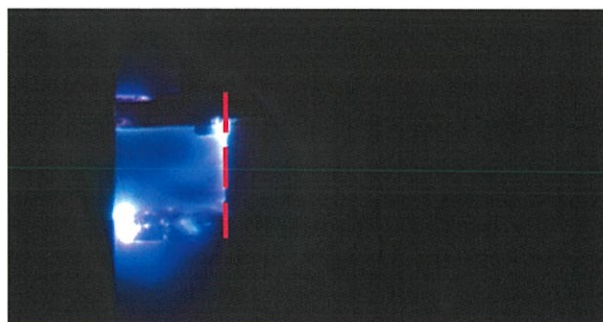
TMU-PPT-1P(3rd)の3D CAD

図 4.8 TMU-PPT-5P と TMU-PPT-1P(3rd)の 3DCAD

※赤い鎖線が推進剤先端



TMU-PPT-1P(2nd) 900 shot目



TMU-PPU-1P(3rd) 1000 shot目

図 4.9 作動状況の比較

本実験は 23000 shot 付近でミスショットが多発し、実験を中止した。その後推進機の様子を確認すると TMU-PPT-1P(1st)では確認できなかった量のチャーリングが発生していた。これは推進剤の断面積を増加させたことにより、エネルギー密度が低下し、推進剤が適切に昇華しなかったことが原因であると考えられる。TMU-PPT-1P(1st)の作動後と TMU-PPT-1P(3rd)の作動後の外観を図 4.10 に示す。

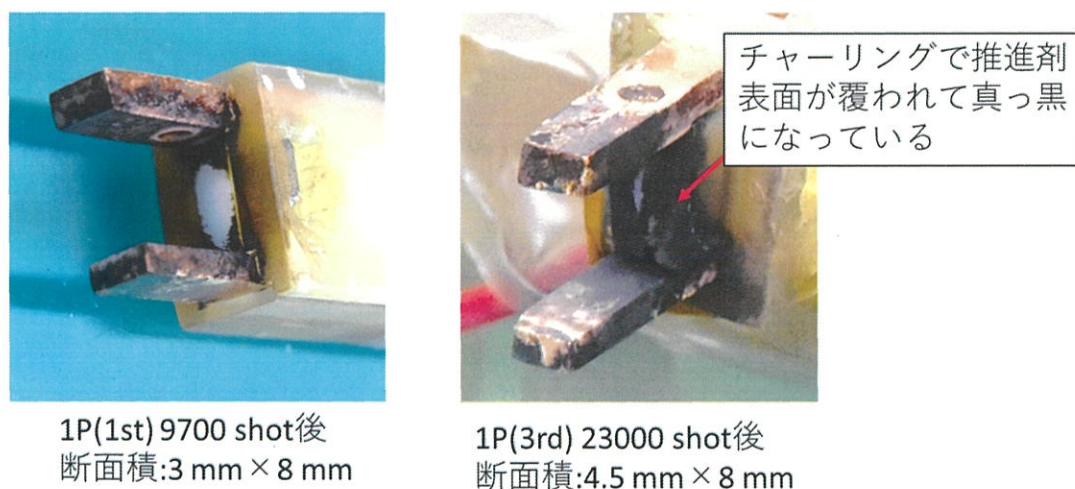


図 4.10 1P(1st)と(3rd)の実験結果の外観の比較

本実験において取得したインパルスビット履歴を図 4.11 に示す。

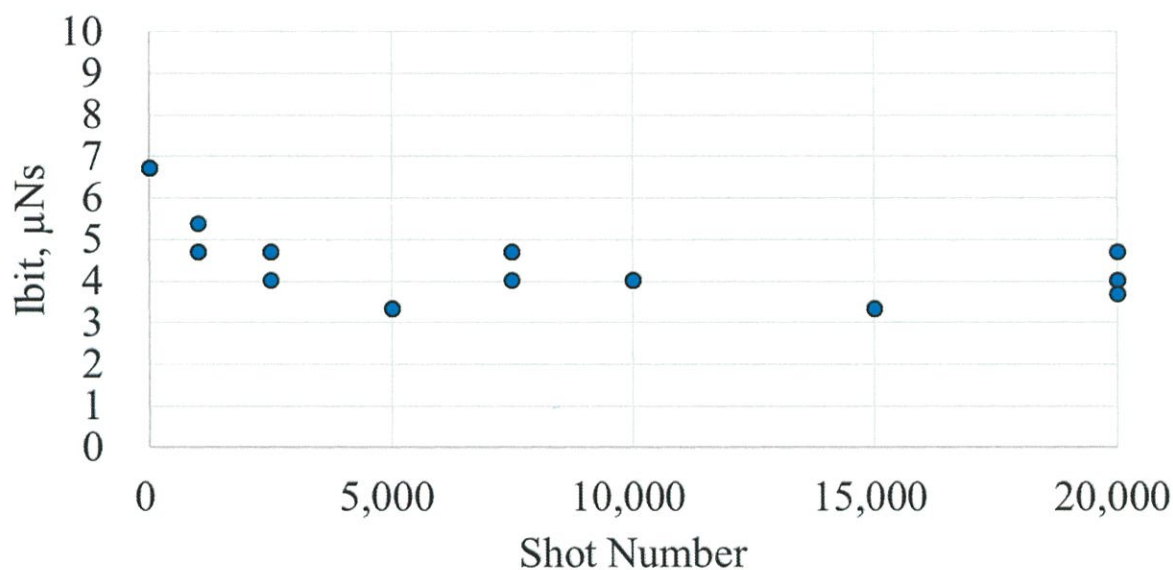


図 4.11 インパルスビット履歴

取得した平均インパルスビットは $4.45 \mu\text{Ns}$ だった。普通平行平板型 PPT のインパルスビットの値は一定になるが、本実験では実験後半にインパルスビットが低下する傾向にあった。

これは推進剤が適切に昇華されなかったためであると考え、また取得したインパルスビットと、計測したマスショットを元に第2章で述べた計算式を用いて比推力を計算すると、日推力は 2224 sec となった。

4.6 大気抵抗補償ミッション

軌道高度が低いほど衛星は大気抵抗を受け、高度が下がってしまう。衛星の速度に対する表面積が大きいほど影響を受ける。その抵抗に対してスラスタを作動させることで高度を維持し、衛星運用期間を延ばすことができる。第1章で紹介したように低軌道の衛星には重要なことである。

円軌道を想定すると大気抵抗 D_A は空気密度 ρ 、相対速度 V 、大気抵抗係数 C_D 、断面積 A で以下の式となる。

$$D_A = \frac{1}{2} \rho V^2 C_D A \quad (4-1)$$

断面積は 3UCube_Sat を元にして 0.03 m^2 と 0.01 m^2 、ISS からの衛星放出を仮定して、軌道高度を 400 km、空気密度を $2.80 \times 10^{-12} \text{ g/m}^3$ 、大気抵抗係数 2.5 の条件で計算すると、 D_A は $6.18 \text{ } \mu\text{N}$ となる。PPT のトータルインパルス I_{tot} が、大気補償できる時間 T に衛星が受ける大気抵抗 D_A の力積と一致するという式は以下のように表される。

$$D_A \cdot T = I_{tot} \quad (4-2)$$

また、作動間隔 t は PPT の 1 ショットのインパルスビット I_{bit} と大気抵抗 D_A を用いて以下の式で表される。

$$t = \frac{I_{bit}}{D_A} \quad (4-3)$$

これらの式より、1P 単体では 0.7 sec 毎にスラスタを作動させることによって、高度 400 km を維持できる。また実際はスラスタ 3UCube_Sat の長手方向に 4 本搭載する予定であるため、より低電力での大気補償が可能となる。

4.7 マスショット及びトータルインパルスの予測¹⁾²⁾³⁾

今回の実験ではマスショットが小さい値であったため、トータルインパルスを見積もることができなかった。つまり大気補償の時間を見積もることができなかった。そこで、過去の平行平板型 PPT からマスショットを予測した。投入エネルギーとマスショットの関係を図 4.12 に示す。マスショットを予測した結果、投入エネルギー 1 J ではマスショットは $0.76 \text{ } \mu\text{g}$ となった。搭載予定推進剤は 1.46 g とし、これを全て消費すると考えると作動回数は 1920000 shot となる。取得したインパルスビットからトータルインパルスを見積もると 8.64 Ns となる。

補償時間 T はトータルインパルス I_{tot} と大気抵抗 D_A を用いると、

$$T = \frac{I_{tot}}{D_A} \quad (4-4)$$

と表すことができる。このことより TMU-PPT-1P 単体が正常に作動した時、断面積 0.03 m^2 の場合では 16 日間、断面積 0.01 m^2 の場合では 48 日間の大気抵抗補償ができると予測される。

第 4 章 参考文献

- 1) 田尻啓祐, 「パルスプラズマスラスタの小型衛星搭載に関する研究」, 2014 年度首都大学東京大学院修士論文
- 2) 西尾美咲, 低軌道における超小型衛星の大気抵抗補償向けパルス型プラズマスラスタの開発および初期性能評価, 首都大学東京大学院平成 30 年度修士論文
- 3) 大澤茜, 超小型衛星搭載に向けた 50J 級平行平板型パルスプラズマスラスタの軽量化および推進性能評価, 首都大学東京平成 30 年度卒業論文

第 5 章

結論

5.1 結論

本研究では、Cube_Sat の大気抵抗補償向けパルスプラズマスラスタの試作及び評価を行い、以下の結論を得た。

- ✓ 投入エネルギー 1 J, スラスタ単体約 20 g の PPT を試作した。
- ✓ 投入エネルギー 1 J, 電極幅 4 mm, 推進剤幅 4.5 mm で 23,000 shot 作動させ、平均インパルスビットは $4.45\mu\text{Ns}$, マスショットは $0.204\mu\text{g}$, 比推力は 2224 sec となった。
- ✓ 上記 PPT を 3UCube_Sat に搭載させるとスラスタ単体では作動間隔 0.7 s で高度 400 km での大気補償が可能である。

5.2 今後の展望

- ✓ TMU-PPT-1P の 50,000 shot 程度の安定した動作を確認した後、推進剤供給機構の確認を行う
- ✓ 実際の 0.5U 程度に収まるようにスラスタの配置、配線を考え、スラスタを複数個配置した実験を行う。

謝辞

北海道の大学からこの首都大学東京大学院の竹ヶ原研究室に配属され、早くも二年が立ちました。そして修士論文執筆にあたり多くの人のお世話になりました。心より御礼申し上げます。

指導教員である竹ヶ原先生には本当にお世話になりました。他大からの進学であり、全く異なる分野で研究をしていた私を快く迎えてくださり本当にありがとうございました。また研究内容の指導は勿論のこと、精神的な面でのサポートもしてくださり、自分の生き方を見つめ直すきっかけを持つことも出来ました。それと同時に多くの迷惑もかけたと思いますが、本当にお世話になりました。

本学教授の佐原先生、小島教授の先生にはお忙しい中、副査を引き受けて頂き本当にありがとうございました。

宇宙科学研究所名誉教授である栗木先生にはゼミの際などにご助言頂き大変お世話になりました。研究に対する姿勢、考え方等大変参考になりました。ありがとうございました。

工作室指導員の小松さんには多くの技術的な指導を頂き大変お世話になりました。多くの部品の加工方法の指導等、PPT 製作にあたり非常に参考になりました。

本研究を遂行するにあたって、竹ヶ原研究室の皆様にはとても感謝しています。

OB、OG である長尾さんや大澤さん、また現 B4 の岸上君には工作や実験の際、同じ PPT チームとして協力してくれて大変助かりました。また同じ研究室の皆さん、また小原研究室の皆さんは研究の相談から私生活のお話ができてとても楽しかったです。ありがとうございました。

最後になりますが、大学院への進学を認め支援してくれた両親には心から感謝しています。

2020 年 1 月 工藤 怜